

**VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV**

Ing. Jiří Hlinka

**Vypracování metod posuzování spolehlivosti
letadlové techniky**

Methods for Evaluation of Aircraft Dependability

Zkrácená verze Ph.D. Thesis

Obor:

Konstrukční a procesní inženýrství

Oponenti:

Prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.

Prof. Ing. Zdeněk Vintr, CSc.

Školitel:

Doc. Ing. Miroslav Vondrák, CSc.

Datum obhajoby:

20.10.2004

Klíčová slova

Spolehlivost, bezporuchovost, letadlová technika, intenzita poruch, prediktivní analýzy spolehlivosti, interferenční teorie spolehlivosti

Key Words

Dependability, reliability, aircraft, failure rate, predictive reliability analyses, interference theory

Místo uložení práce

Oddělení pro vědu a výzkum FSI VUT v Brně

OBSAH

Použité zkratky	5
1. Úvod	7
2. Obsah práce	7
3. Současný stav řešené problematiky	8
4.1. Historie a současný stav v oblasti letadlové techniky	8
4.2. Požadavky předpisů (UL-2, FAR-23, FAR-25, Vrtulníky, MSG-3)	9
4.3. Různé přístupy k návrhu mechanických prvků a soustav letadel	12
4. Cíle práce	13
5. Zvolené metody zpracování.....	14
6. Hlavní výsledky práce.....	15
6.1. Analýzy spolehlivosti soustav a instalací letounu	15
6.1.1. Návrh metodiky analýzy spolehlivosti letounu ve fázi návrhu.....	16
6.1.2. Zdroje vstupních dat pro analýzy	18
6.2. Spolehlivost mechanických prvků letounu.....	19
6.2.1. Aplikace interferenční teorie spolehlivosti	20
6.1.2. Vyhodnocení spolehlivosti ze zkoušek	22
6.1.3. Aplikace standardních nástrojů spolehlivosti	23
8. Závěr.....	23
8. Summary	24
8.1. State of the Art on the Field of Dependability in Aviation	24
8.2. Thesis Objectives	24
8.3. Applied Methods.....	25
8.4. Main Results.....	25
8.5. Conclusions	27
9. Publikace autora.....	28
10. Literatura.....	29
Autorovo CV	30

POUŽITÉ ZKRATKY

AC	(Advisory Circular) – Poradní oběžník
AP	(Aviacionnye Pravila) – Ruské letecké předpisy
CCA	(Common Cause Analysis) – Analýza společných příčin
CMA	(Common Mode Analysis) – Rozbor společných způsobů
CS	(Certifications Specifications) – Specifikace pro certifikaci
EASA	(European Aviation Safety Agency) – Evropská agentura pro bezpečnost letectví
EIC	(International Electrotechnical Commission) – Mezinárodní elektrotechnická komise
FAA	(Federal Aviation Administration) - Federální letecký úřad (USA)
FAR	(Federal Aviation Regulations) – Federální letecké předpisy
FHA	(Functional Hazard Assessment) – Rozbor funkčních rizik (obdobá „předběžné analýzy rizik“)
FMEA	(Failure Mode and Effects Analysis) - Analýza druhů poruchových stavů a jejich důsledků (někdy též: Analýza způsobů a důsledků poruch)
FMES	(Failure Modes and Effects Summary) – Přehled poruchových stavů a jejich důsledků
FTA	(Fault Tree Analysis) - Analýza pomocí stromu poruchových stavů, často značená pouze FT
GA	(General Aviation) – „všeobecné letectví“ (odpovídá kategorii FAR/JAR-23)
GFCM	(Gathered Fault Combination Method) – Metoda kombinace sdružených poruch

IFR	(Instrument Flight Rules) – Pravidla letu podle přístrojů
JAA	(Joint Aviation Authorities) – Sdružené letecké úřady
JAR	(Joint Aviation Regulations) – Spojené letecké předpisy
MA	(Markov Analysis) – Markovova analýza
MSG	(Maintenance Steering Group) – Skupina pro řízení údržby
NASA	(National Aeronautics and Space Administration) - Národní úřad pro letectví a kosmonautiku
NLGS	(Normy Letnoj Godnosti Samoljetov) – Normy letové způsobilosti letadel
LÚ	Letecký ústav
PHA	(Preliminary Hazard Analysis) – Předběžná analýza rizik
NPDR	(Nonelectronic Parts Reliability Data) – Databáze bezporuchovosti neelektronických prvků
PRA	(Particular Risk Analysis) - Rozbor konkrétních rizik
RBD	(Reliability Block Diagram Analysis) – Analýza spolehlivosti pomocí blokových schémat
SSM	(State Space Method) – Analýza prostoru stavů
VFR	(Visual Flight Rules) – Pravidla letu za viditelnosti
VUT-FSI	Vysoké učení technické, fakulta strojního inženýrství
VZLÚ	Výzkumný a zkušební letecký ústav
ZSA	(Zonal Safety Analysis) – Rozbor zonální bezpečnosti

1. ÚVOD

Řešení spolehlivosti by mělo vždy tvořit nedílnou součást návrhu nového výrobku. Zejména to platí v letectví, kde jsou na kvalitě produktů přímo závislé lidské životy. Poměrně propracované požadavky a doporučení předpisů v letectví spolu se současným stavem poznání v této oblasti umožňují ošetření jednotlivých soustav letadel již v průběhu návrhu.

2. OBSAH PRÁCE

Předkládaná práce je první prací z oboru spolehlivosti letadlové techniky v rámci VUT-FSI v Brně. Vzhledem k tomu byla koncipována tak, aby pokrývala široké spektrum problémů souvisejících se spolehlivostí letadel. Větší pozornost pak byla kladena na problémy návrhu a certifikace letadel. Této struktuře disertační práce byla dána přednost před prací zabývající se pouze úzkou částí problematiky spolehlivosti.

Celá úvodní část práce byla pojata jako shrnutí znalostí a požadavků na spolehlivost letadlové techniky spolu s návrhem možných postupů analýz spolehlivosti letadlových systémů. To zahrnuje kromě popisu různých metod analýz spolehlivosti i shrnutí požadavků předpisů, které jsou uplatňovány zejména při návrhu a certifikaci letadel. Důraz byl kladem na řešení požadavků týkajících se letounů kategorie „všeobecného letectví“ (GA – General Aviation), které tvoří velkou část letecké výroby v rámci České republiky. Na základě shrnutých znalostí a požadavků byly v práci navrženy postupy analýz spolehlivosti pro letadlovou techniku. Postupy pak byly aplikovány na praktické řešené úkoly. Mezi konkrétní výsledky lze zařadit [2] (Analýza spolehlivosti zajištění dílů letounu Straton D-8 MobyDick) nebo [8] (Hodnocení bezpečnosti a spolehlivosti systému elektrického napájení letounu VUT-100). S analýzami spolehlivosti soustav úzce souvisí i problematika získávání vstupních dat do těchto analýz. Tato problematika byla v rámci práce řešena návrhem vlastního jednoduchého softwarového nástroje pro základní analýzu dat ze zkoušek spolehlivosti, popř. pro analýzu provozních dat jednotlivých soustav.

V další části práce byl sledován vztah mezi prvky konstrukce letounu, na které se vztahují požadavky předpisů na úroveň spolehlivosti (soustavy a instalace) a ostatními prvky konstrukce, které jsou v rámci předpisů řešeny jiným způsobem. V tomto případě šlo zejména o zjišťování úrovně spolehlivosti u mechanických prvků konstrukce letadel.

3. SOUČASNÝ STAV ŘEŠENÉ PROBLEMATIKY

3.1. Historie a současný stav v oblasti letadlové techniky

Rozvoj spolehlivosti jako samostatného oboru se datuje do let po skončení druhé světové války. Často je vznik dáván do 50-tých let. Avšak již v předcházejícím období se objevily snahy o zajištění spolehlivosti konstrukcí jinými způsoby.

„Deterministický“ přístup k zajištění požadované úrovně spolehlivosti používaný před 2. svět. válkou spočíval ve stanovení koeficientů bezpečnosti a výpočtových postupů používaných při návrhu letadla (s praktickým ověřením odolnosti letadla pomocí statických a později i únavových zkoušek). Pokusy o přímé řešení spolehlivosti se v tomto období objevují pouze ojediněle. Nejvýznamnější z nich je práce Pugsleyho z roku 1939 (London's Aeronautical Research Council), ve které se objevil požadavek, aby u všech poruchových stavů končících nehodou nepřekročila pravděpodobnost jejich nastoupení hodnotu $1 \cdot 10^{-5}$ za hodinu a hodnotu $1 \cdot 10^{-7}$ za hodinu ze strukturálních příčin. To byl jeden z prvních požadavků na bezpečnost letadlové techniky.

V 60-tých letech minulého století byl „deterministický“ přístup používaný zejména pro mechanické prvky konstrukce doplněn o požadavky na spolehlivost soustav a instalací (na nové komplikované elektronické, hydraulické a další soustavy již nebylo možné aplikovat klasické postupy). Na základě podrobného rozboru havárií a jejich příčin byly stanoveny hodnoty přípustných pravděpodobností selhání soustav (podle jejich důležitosti) na 1 hodinu letu. Např. podle předpisu FAR-25 pro dopravní letouny by pravděpodobnost vzniku události (selhání soustavy) s katastrofickými důsledky neměla převýšit hodnotu $1 \cdot 10^{-9}$ za 1 hodinu letu. Tato forma stanovení požadavků na spolehlivost v leteckých předpisech byla dále rozvíjena a v podstatě se udržuje až do dnešních dnů.

V oblasti menších letounů došlo k aplikaci obdobného postupu, ovšem s určitým časovým odstupem. Důvodem bylo opět zejména zavádění složitých avionických systémů, které umožňovaly lety za zhoršených povětrnostních podmínek. Tyto systémy pak mají často charakter kritických soustav (zejména právě při zhoršených povětrnostních podmínkách). V této kategorii se požadavky na zajištění určité úrovně spolehlivosti začínají objevovat ve druhé polovině 60.-tých let.

Je patrné, že v tomto období je spolehlivost ve své základní podobě využívána zejména ke snížení rizika katastrofické události.

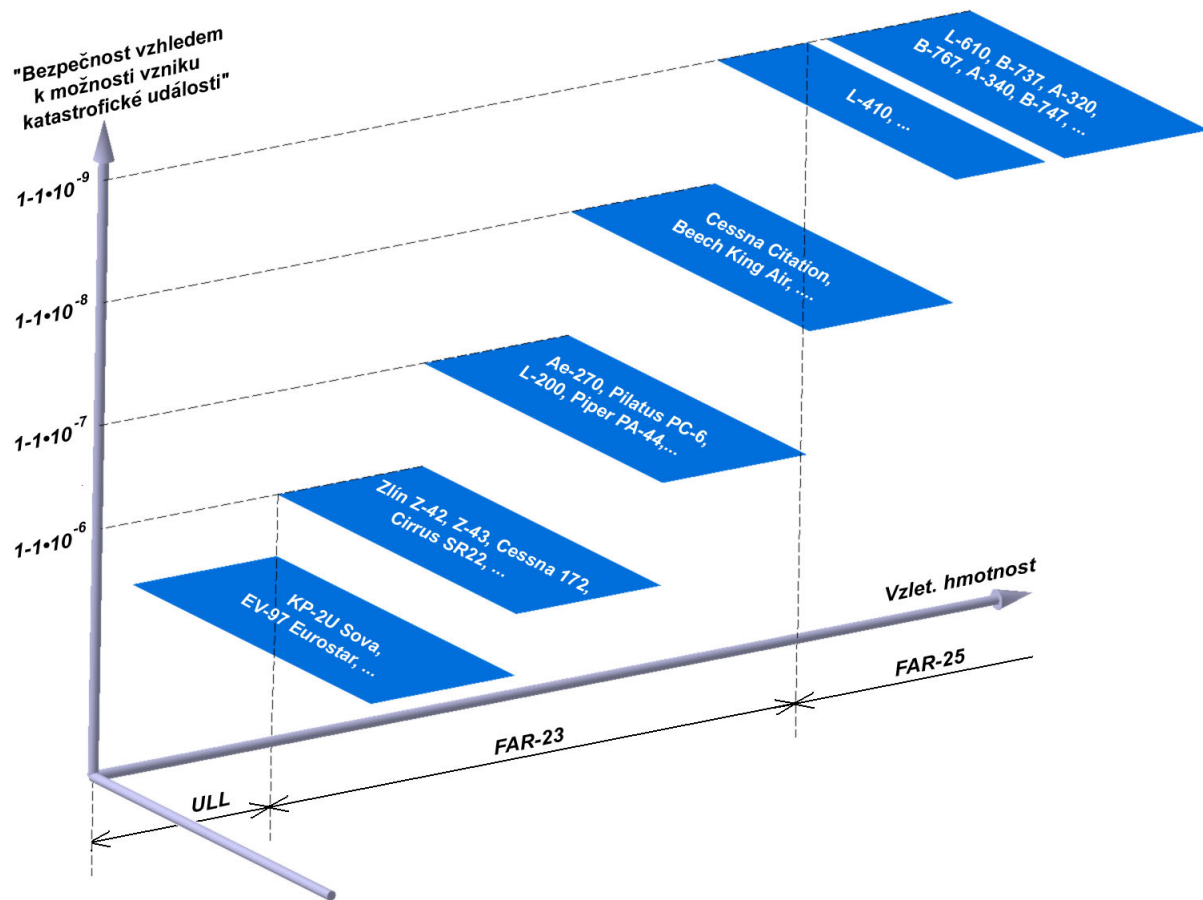
V současnosti již vznikají snahy o použití vypracovaných metod analýz spolehlivosti kromě zajištění bezpečnosti i při posuzování provozních nákladů a jejich případném snižování. Zejména v poslední době nabývají tyto snahy na významu a dostávají se i do oblasti vojenských letadel, která není pro tyto parametry zcela typická. V praxi se tyto snahy projevují ve schopnosti výrobců garantovat zákazníkům (ať už vojenským nebo civilním) kalkulace nákladů na celý životní cyklus letadla a s tím související parametry (provozní schopnost celého letounu, počty náhradních dílů,).

3.2. Požadavky předpisů

Požadavky na spolehlivost se do předpisů pro stavbu a provoz civilních letadel dostávají v 60-tých letech 20. století. V USA jsou tyto požadavky zahrnuty do předpisů FAR (za jejich udržování a aktualizaci odpovídá FAA). Kvantitativní požadavky na spolehlivost jsou zde navrženy na základě analýz nehod. Jako první byly tyto požadavky zpracovány pro dopravní letouny (předpis FAR-25) později se dostaly i do oblasti letadel GA (předpis FAR-23 [11]) a vrtulníků (FAR-27 a FAR-29). V Sovětském svazu se požadavky na spolehlivost dostaly do předpisů NLGS v podobě blízké požadavkům předpisů FAR (včetně kvantitativních požadavků). V současné Ruské federaci platí předpisy AP, které odpovídají předpisům FAR. V Evropě dosud platné předpisy JAR (za jejich udržování a aktualizaci odpovídala JAA) jsou kompatibilní s předpisy FAR včetně pasáží věnovaných požadavkům na spolehlivost. To platí i pro nové předpisy CS (za které odpovídá agentura EASA). Předpisy vytvářené FAA (resp. JAA) zahrnují kromě požadavků aplikovaných v průběhu návrhu a certifikace také požadavky, které souvisejí se zajištěním spolehlivosti v průběhu provozu. Jako standard v této oblasti bývá často citován dokument MSG-3 [20]. V oblasti ultralehkých a velmi lehkých letadel se obvykle požadavky na spolehlivost neudávají.

Požadavky na vojenské letouny jsou obsaženy ve vojenských standardech. Tato problematika je mimo rozsah předkládané disertační práce.

Podrobnější informace o požadavcích předpisů jsou uvedeny v disertační práci, popř. v lit. [13],[14]. Z obr. 1 je možné si udělat lepší představu o zabezpečení jednotlivých kategorií letadel vůči možnosti vzniku katastrofické události.



Obr. 1: Grafické vyjádření úrovně spolehlivosti vůči možnosti vzniku katastrofické události
 (svislá osa udává: $1-P_{\text{pravděpodobnost vzniku katastrofické poruchy}}$)

V rámci práce byl největší důraz kladen na kategorii GA, která podléhá požadavkům předpisů FAR/JAR/AP-23. Obecné požadavky těchto předpisů jsou podrobněji rozvedeny v poradním oběžníku AC 23.1309 [20]. Zjednodušená podoba doporučení uvedených v AC 23.1309 je v tab.1.

Tab. 1 – Doporučení poradního oběžníku AC 23.1309
(překlad oběžníku)

<i>Klasifikace poruchových stavů</i>	Bez vlivu na bezpečnost	Nezávažné (Minor)¹	Závažné (Major)¹	Nebezpečné (Hazardous)³	Katastrofické (Catastrophic)²
<i>Důsledek pro letadlo</i>	Žádný důsledek pro provozní schopnosti a bezpečnost	Mírně snížení funkčních schopností nebo rezerv bezpečnosti	Významné snížení funkčních schopností nebo rezerv bezpečnosti	Velké snížení funkčních schopností nebo rezerv bezpečnosti	Běžně zahrnuje zkázu trupu
<i>Důsledek pro cestující</i>	Nepohodlí pro cestující	Fyzické potíže pro cestující	Fyzické strádání u cestujících včetně možných zranění	Vážné nebo smrtelné zranění jednoho cestujícího	Několikanásobné smrtelné zranění cestujících
<i>Důsledek pro letovou posádku</i>	Bez důsledku pro letovou posádku	Mírný nárůst pracovního zatížení posádky nebo použití nouzových postupů	Fyzické potíže nebo značný nárůst pracovní zátěže	Fyzické strádání nebo nadměrné pracovní zatížení posádky narušuje schopnost plnit úkoly	Smrtelná zranění nebo zbavení způsobilosti
Rozdělení letadel:	Přípustné pravděpodobnosti (za 1 letovou hodinu)				
Třída 1 (Typicky SRE pod 6000 lb.)	Žádná požadovaná pravděpodobnost	$< 10^{-3}$	$< 10^{-4}$	$< 10^{-5}$	$< 10^{-6}$
Třída 2 (Typicky MRE nebo STE pod 6000 lb.)	Žádná požadovaná pravděpodobnost	$< 10^{-3}$	$< 10^{-5}$	$< 10^{-6}$	$< 10^{-7}$
Třída 3 (Typicky SRE, STE, MRE a MTE rovno nebo větší než 6000 lb.)	Žádná požadovaná pravděpodobnost	$< 10^{-3}$	$< 10^{-5}$	$< 10^{-7}$	$< 10^{-8}$
Třída 4 (Typicky Commuter - pro sběrnou dopravu)	Žádná požadovaná pravděpodobnost	$< 10^{-3}$	$< 10^{-5}$	$< 10^{-7}$	$< 10^{-9}$
<p>SRE - Single Reciprocating Engine - jednomotorový letoun s pístovým motorem MRE - Multiple Reciprocating Engine - vícemotorový letoun s pístovými motory STE - Single Turbine Engine - jednomotorový letoun s turbínovým motorem MTE - Multiple Turbine Engine - vícemotorový letoun s turbínovými motory</p> <p>Pozn.: 1 - obvykle není požadována kvantitativní analýza pro <i>nezávažné</i> a <i>závažné</i> poruchové stavy. 2 - Na úrovni funkce celého letounu nebude mít samostatná porucha za následek vznik situace s katastrofickými následky. 3 - Na úrovni funkce celého letounu nebude mít samostatná porucha za následek vznik <i>nebezpečné</i> situace.</p>					

Pozn.: V tabulce jsou oproti předpisu vynechány pasáže, které se zabývají hodnocením úrovně bezpečnosti softwaru.

3.3. Různé přístupy k návrhu mechanických prvků a soustav letadel

Požadavky na spolehlivost se v předpisech objevují pro soustavy a instalace letadel. Ostatní části letadel jsou řešeny pomocí odlišných požadavků. Zjednodušené vyjádření odlišného přístupu k návrhu je na obr. 2.



Obr. 2: Zjednodušený souhrn požadavků na jednotlivé části letounu

Z uvedených faktů vyplývá, že požadavky na spolehlivost nejsou aplikovány na některé mechanické prvky konstrukce letadel (analýzy spolehlivosti jsou aplikovány pouze na soustavy a instalace). Při návrhu mechanických prvků konstrukce jsou používány předepsané postupy ke stanovení zatížení a požadovaných koeficientů bezpečnosti. Navržené prvky následně procházejí sérií statických a únavových zkoušek, které mají prokázat jejich bezpečnost.

V této souvislosti nutně vyvstává otázka skutečné úrovně spolehlivosti těchto prvků. Kvantitativní vyjádření úrovně spolehlivosti se u těchto prvků neprovádí. Jediným vodítkem jsou analýzy historických dat týkajících se nehodovosti, které provádějí jednotlivé letecké úřady. Na jejich základě jsou zapracovávány změny do předpisů a posuzuje se konzistence předpisů. *Výsledky těchto analýz naznačují, že požadavky na úroveň spolehlivosti soustav a instalací „mírně převyšují“ úroveň spolehlivosti mechanických prvků konstrukce letadel.*

Struktura požadavků na mechanické prvky nemusí vždy nutně zaručovat vysokou úroveň jejich spolehlivosti. Existuje tedy prostor pro hledání postupů vhodných k posouzení reálně „vestavěné“ úrovně spolehlivosti u nových letounů zaváděných do provozu. Zejména v oblasti letadel GA není tato problematika propracovaná.

4. CÍLE PRÁCE

Práce byla koncipována tak, aby pokrývala široké spektrum problémů souvisejících se spolehlivostí letadel. Zejména pak problémy návrhu a certifikace letadel. Důraz byl kladen zejména na kategorii letounů certifikovaných podle předpisu JAR/FAR-23. Jde o nejrozšířenější kategorii v rámci České republiky. Jednotlivé cíle jsou pak následující:

- Prvním cílem práce je shrnutí dostupných znalostí v oboru spolehlivosti, požadavků předpisů a stavu v oboru v České republice a ve světě.
- Vytvoření metodiky posuzování spolehlivosti letadlové techniky v celém procesu návrhu letadla (se zaměřením na letouny kategorie tzv. „všeobecného letectví“ – General Aviation). Důraz bude kladen na proces certifikace letounu. K zajištění vstupních údajů pro analýzy spolehlivosti systémů bude v rámci disertační práce provedeno shrnutí postupů vyhodnocování zkoušek spolehlivosti, popř. provozních dat. Dále pak bude navržena metodika vyhodnocování těchto dat s využitím

nejvhodnějších standardů. Tato část by měla být podpořena počítačovým zpracováním metodiky.

- Aplikace vypracovaných metodik na konkrétní případy řešení.
- Přínosem v oboru spolehlivosti letadlové techniky by potom mělo být prošetření vztahů mezi spolehlivostí prvků navrhovaných podle předpisem deterministicky udávaných postupů (základní mechanické prvky letadla) a spolehlivostí soustav navrhovaných podle požadavků na spolehlivost.
- Se spolehlivostí mechanických prvků souvisí také analýza možností aplikace tzv. interferenční teorie spolehlivosti k výpočtu pravděpodobností selhání mechanických prvků.

5. ZVOLENÉ METODY ZPRACOVÁNÍ

V rámci této práce byly použity zejména metody prediktivní analýzy spolehlivosti reprezentované následujícími analýzami:

- a) Předběžná analýza rizik (PHA)
- b) Analýza druhů poruchových stavů a jejich důsledků (FMEA)
- c) Analýza společných příčin (CCA)
- d) Metoda kombinace sdružených poruch (GFCM)
- e) Blokové diagramy bezporuchovosti (RBD)
- f) Stromy poruchových stavů (FTA)
- g) Interferenční teorie spolehlivosti

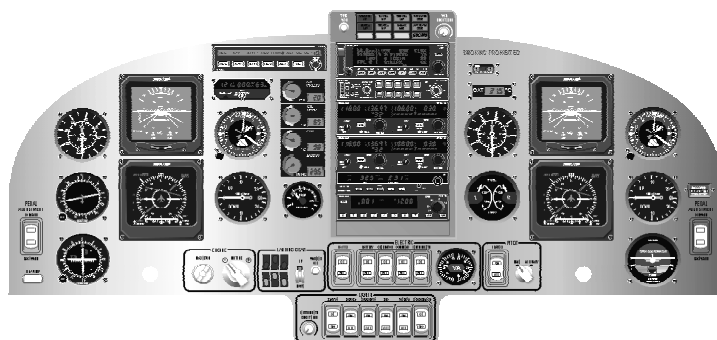
Vzhledem k zaměření práce na fázi návrhu a certifikace letadel byly preferovány prediktivní metody analýz spolehlivosti neopravovaných systémů.

Vyjmenované metody byly doplněny základními metodami vyhodnocování datových souborů podle norem ČSN IEC.

6. HLAVNÍ VÝSLEDKY PRÁCE

6.1. Analýzy spolehlivosti soustav a instalací letounu

Ve sledované kategorii letadel GA (General Aviation) jsme svědky zavádění neustále nových a komplikovanějších avionických systémů pro provoz za ztížených povětrnostních podmínek a v noci. Kromě toho se nové systémy vyznačují větší mírou integrace s důrazem kladeným na nízké pracovní zatížení posádky. Tam, kde byly dříve obvyklé pouze základní přístroje pro lety VFR (Visual Flight Rules) jsou dnes stále častější systémy, které umožňují lety IFR (Instrument Flight Rules) se zobrazením dat na multifunkčních displayích. Tyto systémy byly dříve obvyklé pouze u vyšších kategorií letadel (např. dopravních letounů typu Airbus či Boeing). V současnosti se však stále častěji objevují i u malých sportovních letounů kategorie GA. Selhání takových systémů již má závažné důsledky na bezpečnost letu. Z uvedených důvodů je často nutné přistoupit k provádění analýz spolehlivosti s ohledem na zajištění bezpečnosti provozu navrhovaných letadel.



Obr.3 – „Skleněná“ palubní deska nové generace malých letadel „všeobecného letectví“

Praktické postupy byly demonstrovány na příkladu zdrojové elektrické soustavy 4-místného letounu certifikovaného podle předpisů FAR/JAR-23. Pro letoun se počítá s použitím avioniky umožňující lety IFR s prezentací dat na multifunkčních displayích (v některých variantách). Vzhledem k tomu byl kladen důraz na spolehlivost elektrické soustavy letounu, která zabezpečuje zásobování kritických avionických prvků elektrickou energií.

6.1.1. Návrh metodiky analýzy spolehlivosti letounu ve fázi návrhu

V rámci práce byla navržena metodika analýz spolehlivosti pro účely návrhu a certifikace (navazující na předběžné analýzy spolehlivosti). Metodika byla založená na požadavcích předpisů s přihlédnutím ke zvyklostem v oboru spolehlivosti v ČR.

Výsledná detailní analýza spolehlivosti pak má následující strukturu:

- popis letadlové soustavy s vymezením hranic
- kvalitativní analýza prvků soustavy (FMEA, FMECA, GFCM, Zonal Safety Analysis, Common Mode Analysis, Particular Risk Analysis, ...)
- kvantitativní analýza vybraných poruchových stavů (FTA, RBD, MA, ...)
- vyhodnocení a závěry

Popsaná metodika byla aplikována na elektrickou zdrojovou soustavu malého letounu, u které bylo třeba pro účely návrhu a certifikace prokázat, že:

1. *selhání žádného jednotlivého prvku nezpůsobí katastrofickou událost (požadavek AC 23.1309)* – tento bod byl splněn provedením analýzy FMEA, kdy byly pro každý prvek hledány možné způsoby jeho selhání a posuzovány důsledky těchto selhání pro celý systém.
2. *vztah mezi pravděpodobností výskytu poruch a jejich důsledky je v souladu s požadavky odstavce 23.1309(a),(b) a AC 23.1309* – u jednoduchých typů poruch (vzniklých selháním jednotlivého prvku) bylo možné požadavky prokázat analýzou FMEA. U složitějších typů poruch (současné selhání více prvků) byly pak požadavky prokazovány použitím analýz FTA nebo RBD. Analyzované složitější typy poruchových stavů byly vytipovány po provedení analýzy FMEA (tato analýza by měla předcházet použití metod FTA a RBD).
3. *je zajištěna elektromagnetická odolnost soustavy podle požadavků 23.1309(e) a AC 23.1309* – tento bod bylo možné prokázat pomocí funkční analýzy FMEA.

Mezi další praktické řešené problémy patřila Analýza spolehlivosti zajištění dílů letounu Straton D-8 MobyDick (viz. [2]).

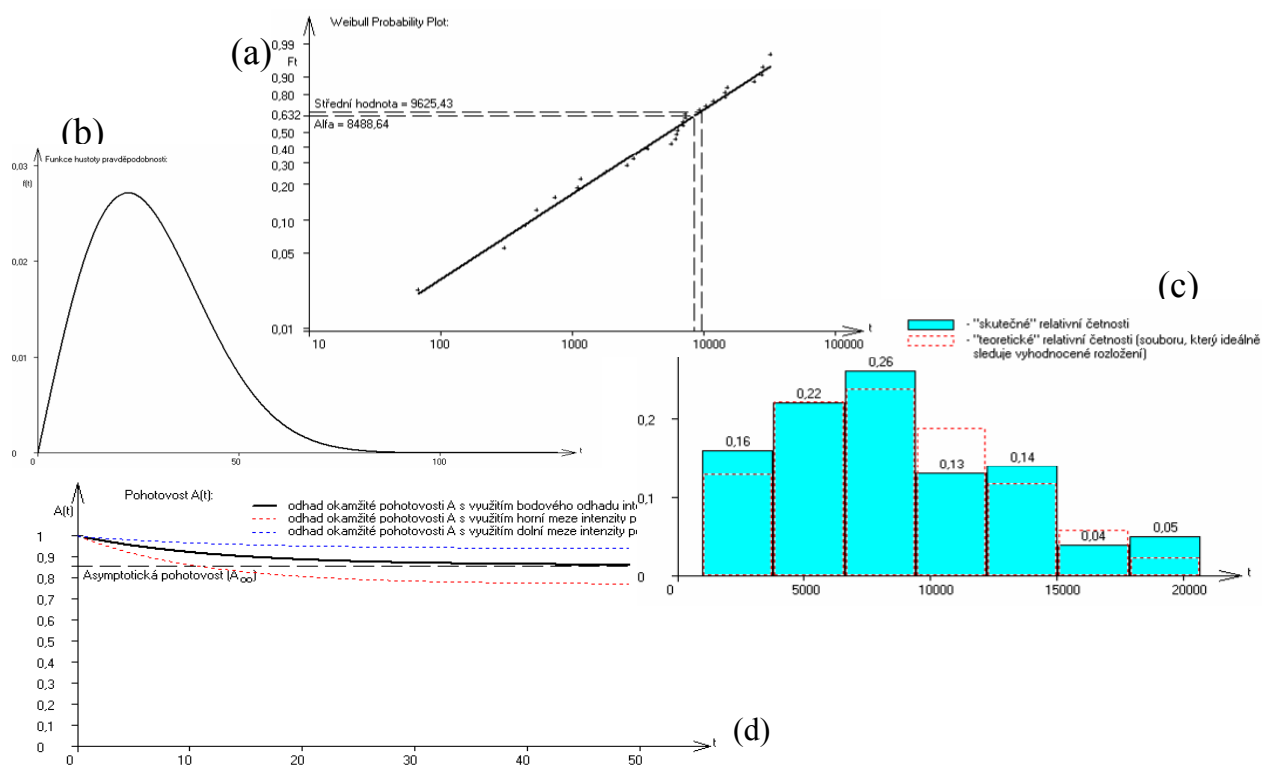
Tab. 2: Příklad analýzy FMEA elektrické soustavy malého letounu

FAILURE MODES AND EFFECTS ANALYSIS (FMEA)

System: Letoun XY		Popis FMEA:					Datum:	
Sub-systém: Elektrický systém		Analýza pro účely certifikace letounu XY (verze IFR)					List	z
Prvek:		Odkaz na FTA:					Soubor:	
		Autor: Ing. Jiří Hlínka					Odsouhlasil:	
Ozn. prvku	Název prvku	Popis funkce	Způsob poruchy	Důsledek poruchy	Odhad intenzity poruch	Hodnocení důsledku poruchy	Periodicita kontrol	Poznámky
AVIONICS MASTER	Spínač AVIONICS MASTER stykačů sběrnice P8 a P9. Po sepnutí spínače jsou sběrnice P8 a P9 zásobovány el. energií.	Spíná obvod. Spínač AVIONICS MASTER přivádí napětí na svorky stykačů sběrnice P8 a P9. Po sepnutí spínače jsou sběrnice P8 a P9 zásobovány el. energií.	Nesepe obvod, když je to požadováno.	Sepnutí se provádí v rámci předstartovních příprav na zemi. Bez důsledku pro bezpečnost.	$4,95 \cdot 10^{-9}$	Bez důsledku pro bezpečnost	Kontrola funkce se provádí při každém letu. Periodická údržba je v souladu s pokyny výrobce	
			Samovolné sepnutí.	Připadá v úvahu pouze na zemi. Bez důsledku pro bezpečnost.	$8,3 \cdot 10^{-9}$	Bez důsledku pro bezpečnost		
			Samovolné rozepnutí	Přerušení zásobování sběrnice P8 a P9 současně.	$3,37 \cdot 10^{-8}$	MAJOR		
			Nerzpojí obvod když je to požadováno.	Za normálních okolností bez důsledku pro bezpečnost. V případě havárie neodpojí napájení sb. P8, P9 od el. systému (napájení je odpojeno jinými spínači). Snížení rezerv bezpečnosti.	$4,95 \cdot 10^{-9}$	MINOR		
BATT2 CONTACTOR	Stykač záložního akumulátoru systému. Po přivedení napětí na svorky propojí obvod. Slouží k připojení záložního akumulátoru k elektrickému systému. Po přivedení napětí na svorky musí být sepnut spínač SP_BATT2.	Po přivedení napětí na svorky propojí obvod. Slouží k připojení záložního akumulátoru k elektrickému systému. Po přivedení napětí na svorky musí být sepnut spínač SP_BATT2.	Po přivedení napětí na svorky nerzpojí obvod	Sepnutí stykače se provádí v rámci předstartovních příprav. Poté zůstává akumulátor trvale zapojen do obvodu. Tím je vliv tohoto typu poruchy na bezpečnost za letu eliminován.	$1,57 \cdot 10^{-9}$	Bez důsledku pro bezpečnost	Kontrola funkce se provádí při každém letu. Periodická údržba je v souladu s pokyny výrobce.	
			Samovolné rozpojení obvodu (pokud je na svorkách napětí)	Ztráta napájení ze záložního akumulátoru BATT STBY. Snížení rezerv bezpečnosti.	$7,44 \cdot 10^{-10}$	MINOR		
			Samovolné propojení obvodu (pokud není na svorkách napětí)	Přichází v úvahu pouze na zemi. Bez důsledku.	$7,44 \cdot 10^{-10}$	Bez důsledku pro bezpečnost		
			Nerzpojí obvod když je to požadováno.	Za normálních okolností bez důsledku pro bezpečnost. V případě havárie neodpojí napájení el. systému od BATT STBY. Významné snížení rezerv bezpečnosti.	$1,57 \cdot 10^{-9}$	MAJOR		

6.1.2. Zdroje vstupních dat pro analýzy

Mezi největší problémy spolehlivostních analýz patří získání věrohodných vstupních dat pro kvalitativní a kvantitativní analýzy. V případě sledovaných vývojových a certifikačních analýz jde zejména o věrohodné odhady intenzit poruch. V rámci práce byl tento problém řešen použitím akceptovaných průmyslových standardů (zejména MIL-HDBK-217F [18]). Pro základní vyhodnocení dostupných vlastních dat pak byla vytvořena jednoduchá softwarová aplikace. Aplikace umožňuje odhady s využitím postupů uvedených v ČSN IEC 604-5 [19]. Tyto postupy doplňuje o analýzu vývoje parametrů bezporuchovosti metodou AMSAA (U.S. Army Materiel Systems Analysis Activity) a možnost vyhodnocování souborů s extrémně malým rozsahem.



Obr. 4: Příklad grafických výstupů vytvořené softwarové aplikace – (a) Weibullův pravděpod. papír, (b) Hustota pravděpodobnosti, (c) Histogram relativních četností, (d) Funkce pohotovosti

6.2. Spolehlivost mechanických prvků letadel

V kapitole 3 je rozebrán historický vývoj a současný stav v oblasti návrhu a certifikace letadel (zejména s ohledem na předpisy FAR, které byly v tomto oboru hybnou silou). Z tohoto shrnutí vyplývá, že požadavky na spolehlivost jsou vypracovány pro soustavy a instalace letadel. Mechanické prvky konstrukce letadel, jako např. konstrukce křídla či trupu, jsou navrhovány podle deterministických požadavků (viz. obr. 2). To znamená, že předpis předepíše postupy pro výpočet těchto částí. Konstruktor pak podle těchto postupů stanoví zatížení, které působí na daný prvek. Poté toto „provozní zatížení“ vynásobí (zvýší) koeficientem bezpečnosti a na výsledné „početní zatížení“ dimenzuje konstrukci. Obdobně řeší únavové chování navrhované konstrukce. Následně jsou tyto prvky podrobovány sérii statických a únavových zkoušek, které mají za úkol ověřit správnost návrhu před vlastním povolením provozu.

Při aplikaci uvedených postupů automaticky vzniká otázka: **Jaká je skutečná úroveň spolehlivosti u takto navrhovaných prvků konstrukce?** Je tato úroveň spolehlivosti srovnatelná se soustavami a instalacemi (u kterých předpis udává konkrétní požadavky na požadovanou úroveň spolehlivosti)?

V minulosti byly tyto otázky řešeny analýzou nehodovosti u letadel různých kategorií. Závěrem bylo konstatování, že požadovaná úroveň spolehlivosti soustav a instalací byla nastavena tak, aby byla „mírně“ vyšší než je obvyklé u ostatních prvků. Dodržení postupů návrhu mechanických prvků konstrukce letadla však nemusí vždy zaručovat vysokou úroveň spolehlivosti těchto prvků. Důkazem je neustálý vývoj požadavků předpisů, který odráží provozní zkušenosti. Navíc tyto postupy vedou nutně k většímu či menšímu předdimenzování konstrukce.

V rámci práce byly blíže rozebírány následující přístupy k odhadu parametrů spolehlivosti:

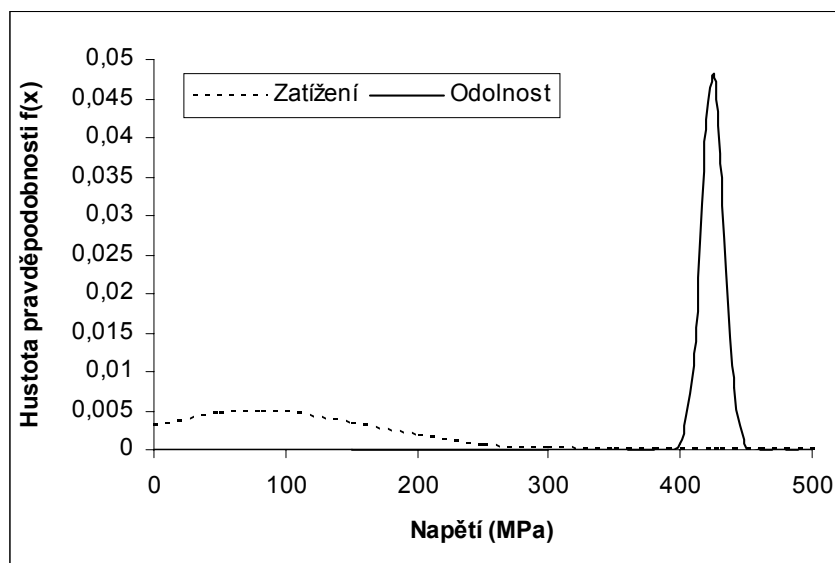
- 6.2.1. Aplikace interferenční teorie spolehlivosti (odhad bezporuchovosti ve fázi návrhu)
- 6.2.2. Vyhodnocení parametrů spolehlivosti ze zkoušek mechanických prvků prováděných v průběhu návrhu a certifikace (reálná úroveň spolehlivosti nově navržených letadel)
- 6.2.3. Aplikace standardních nástrojů prediktivní analýzy

Účelem aplikace těchto metod bylo vytvoření obecnějších závěrů o možnostech analýzy spolehlivosti mechanických prvků a o úrovni spolehlivosti mechanických prvků letadel. Závěry by měly sloužit jako základ pro rozhodování o dalším směřování v této oblasti v rámci LÚ.

6.2.1. Aplikace interferenční teorie spolehlivosti

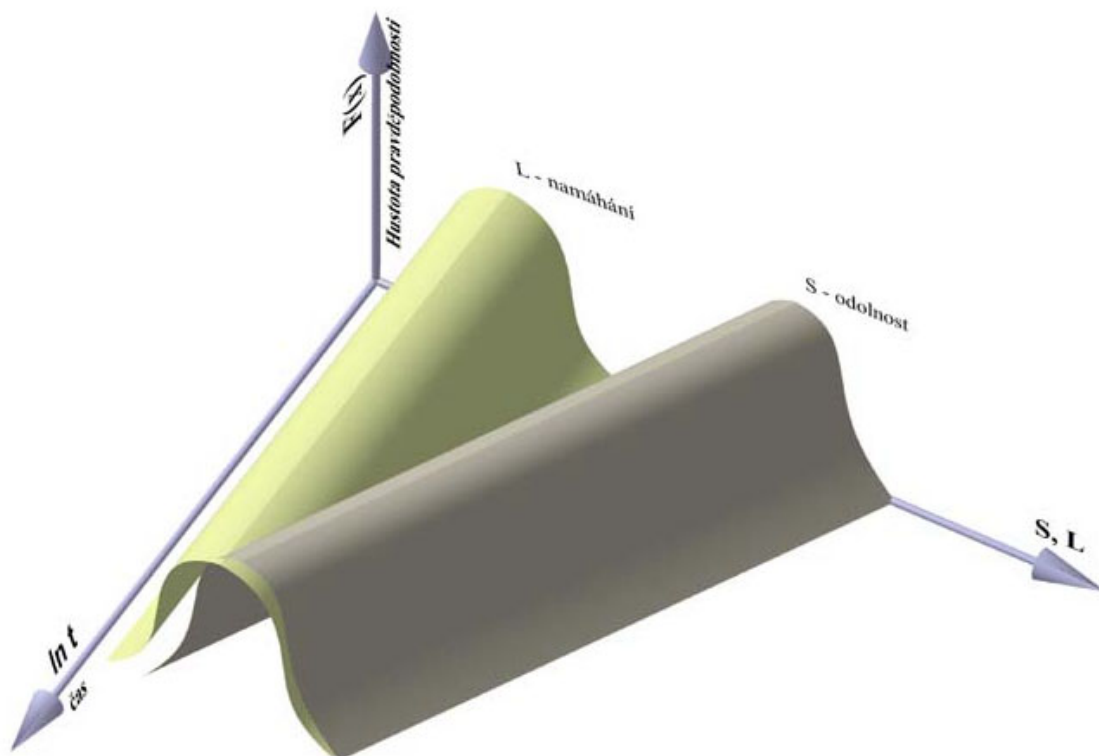
Interferenční teorie spolehlivosti umožňuje odhad bezporuchovosti (resp. pravděpodobnosti poruchy) u mechanických prvků na základě stochastických vlastností odolnosti materiálu a zatížení. V rámci práce byly aplikovány jak statický (bez uvažování degradace odolnosti materiálu v čase) tak dynamický model interference (s uvažováním degradace odolnosti materiálu v čase). Postupy byly aplikovány na příkladě křídla malého letounu (vyrobeného z Al slitiny 424201.62). Jako vedlejší produkt bylo nutné vytvořit soubor informací o stochastických vlastnostech vybraných základních materiálů používaných v konstrukci lehkých letadel (podklady byly získány v rámci fakultního grantového projektu FP330052).

Výsledný statický model interference pro nosník křídla lehkého letounu je na obr. 5. Vypočtená pravděpodobnost selhání (vztažená na jednu letovou hodinu) má hodnotu $Q = 1,5 \cdot 10^{-5}$.



Obr. 5: Statický model interference pro nosník křídla

Pro dynamický model interference (viz. obr. 6) jsou výsledné hodnoty v tabulce 3.



Obr. 6: Dynamický model interference

Tab. 3: Výsledky aplikace dynamického modelu interference

	Počet nalétaných hodin				
	0	2000	4000	6000	8000
Pravděpodobnost poruchy (na 1 letovou hodinu)	$1,5 \cdot 10^{-5}$	$3,65 \cdot 10^{-4}$	$4,8 \cdot 10^{-3}$	$3,59 \cdot 10^{-2}$	0,155

Pozn. - Předpoklady: - počet cyklů odpovídá počtu letových hodin
 - v průběhu života se rozptýl odolnosti ani namáhání nemění (problematické)

Je vidět, že vypočtené pravděpodobnosti poruch jsou velmi malé. **Pro takovéto extrémně malé hodnoty nebude zřejmě vyhovující ani přesnost modelu – v okrajových oblastech je problematická platnost předpokladu o normálním rozdělení** (přesnost se bude pohybovat spíše v řádech).

Z výsledků vyplývá, že vzhledem k extrémně nízkým přípustným hodnotám pravděpodobnosti selhání v letectví není vhodné použití interferenční teorie k dimenzování prvků (popř. odhadu parametrů spolehlivosti již navržených prvků) u klasických letadel s lidskou posádkou. Jako možné použití se však jeví stanovení intervalů údržby (je zde možnost prodloužení těchto intervalů na základě analýzy), které může potenciálně vést

k redukci provozních nákladů. Další možnost uplatnění je v oblastech, kde není třeba uvažovat degradaci v čase a selhání přímo neohrožuje lidské životy. Mezi takové oblasti mohou patřit kosmické nosiče družic nebo vojenské řízené střely. U těchto aplikací jsme často ochotni připustit vyšší míru rizika selhání výměnou za nižší hmotnost konstrukce.

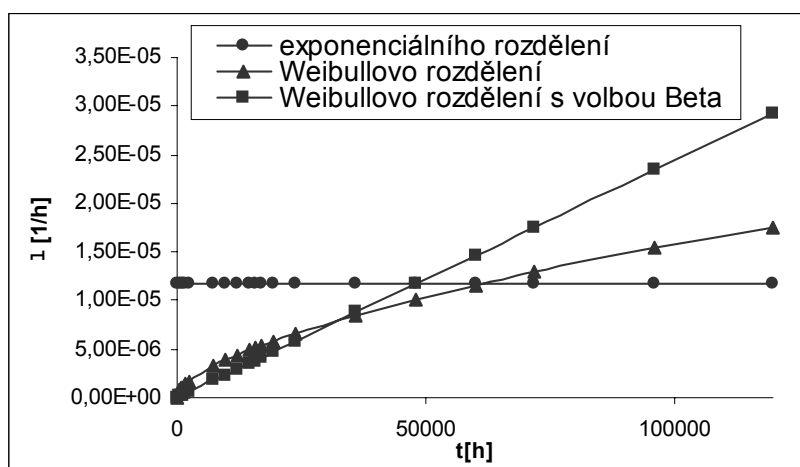
6.2.2. Vyhodnocení parametrů spolehlivosti ze zkoušek

Vyhodnocení parametrů spolehlivosti ze zkoušek mechanických prvků prováděných v průběhu návrhu a certifikace je jednou z možných cest, které mohou poskytnout více informací o těchto prvcích.

V rámci Leteckého ústavu, VUT-FSI v Brně byly v letech 2002 a 2003 prováděny únavové zkoušky vzorků části křídla podle požadavků předpisu JAR-VLA (max. vzletová hmotnost 750kg) a motorového lože podle požadavků předpisu FAR-23.

Výsledky zkoušek byly vyhodnoceny s využitím předpokladu o exponenciálním, resp. Weibullově rozdělení pravděpodobnosti (s úrovní konfidence 0,9). Z provedených vyhodnocení vyplývá, že v průběhu vývoje a certifikace lehkých letadel jsou u mechanických prvků pomocí zkoušek (zejména únavových) prokazovány max. pravděpodobnosti poruch v řádu $1 \cdot 10^{-5} \div 1 \cdot 10^{-6} \text{ hod}^{-1}$. Prokazování nižších řádových úrovní pravděpodobnosti selhání pomocí zkoušek se nejeví jako reálné. Každá z vyhodnocovaných zkoušek trvala 3 měsíce. Prokazování řádově nižších hodnot by se odrazilo v ekvivalentně delší době zkoušky.

Dále se potvrzuje předpoklad předpisů, podle kterého nemá z hlediska celkové úrovně spolehlivosti letadla výrazné zvyšování úrovně spolehlivosti jednotlivých systémů letounu navrhovaných podle odstavce 23.1309 smysl. Vliv takového zvyšování by se projevil pouze nepatrně na celkovém zvýšení úrovně spolehlivosti letadla.



Obr. 7: Intenzity poruch vzorků křídla

6.2.3. Aplikace standardních nástrojů prediktivní analýzy

Další rozebíraná možnost analýzy mechanických prvků je aplikace standardních nástrojů prediktivních analýz. Práce popisuje výhody a problémy takového řešení.

7. ZÁVĚR

Předkládaná práce poskytuje základní orientaci v oblasti spolehlivosti letadlové techniky. Úvodní část práce je věnována historii řešení problematiky spolehlivosti a shrnutí současného stavu v oblasti letadlové techniky v ČR i ve světě. K popisu současného stavu patří i rozbor požadavků předpisů pro různé kategorie letadel (od malých letounů přes vrtulníky až po velké dopravní letouny).

Na základě popsaných požadavků předpisů a zvyklostí průmyslových podniků byla popsána metodika analýz spolehlivosti v průběhu návrhu a certifikace letadel. Tato metodika byla demonstrována na elektrické zdrojové soustavě lehkého letounu. Metodika využívá standardizované postupy tak, jak je popisují předpisy běžně používané v letectví. Dále byla rozebrána problematika vstupů pro analýzy (odhady parametrů spolehlivosti některých prvků). Pro vyhodnocení základních datových souborů byla vytvořena jednoduchá softwarová aplikace.

Značná pozornost byla dále věnována vztahu mezi prvky konstrukce letounu, na které se vztahují požadavky předpisů na úroveň spolehlivosti (soustavy a instalace) a ostatními prvky konstrukce, které jsou v rámci předpisů řešeny jiným způsobem. Z provedených analýz vyplývá, že v průběhu návrhu a certifikace je výrobce malých letadel nucen provádět výpočty a zkoušky, které prokazují max. pravděpodobnosti poruch v řádu $1 \cdot 10^{-5} \div 1 \cdot 10^{-6} \text{ hod}^{-1}$. Tento rozsah může být brán jako orientační hodnota pro lepší pochopení vzájemných vazeb mezi jednotlivými prvky letadel. Dále byla posuzována vhodnost jednotlivých metod analýzy spolehlivosti pro základní mechanické prvky konstrukce letadel.

Metody používané při řešení spolehlivosti se svým charakterem poněkud liší od „běžných inženýrských výpočtů“. Při řešení spolehlivosti je nutné klást velký důraz na „kvalitativní“ ošetření návrhu. Výstupy pak často nemají číselný charakter, ale vyjadřují úroveň zajištění systému vůči poruchám. Pro číselné odhady pravděpodobností potom platí, že mají menší přesnost než je obvyklé u „běžných inženýrských výpočtů“. Přesto vede aplikace analýz spolehlivosti obvykle k výraznému zvýšení spolehlivosti soustav doplněnému větší důvěrou konstruktérů v bezpečnost nového produktu.

8. SUMMARY

Submitted dissertation work is focused on dependability in aviation (especially in the phase of the design and certification of an aircraft). The work lists requirements of regulations, describes methodic of reliability analysis (for systems and equipment) and reviews different ways of analysis for mechanical parts (main structural parts of an aircraft).

The work is first of its kind on the Institute of Aviation (Brno University of Technology). Structure of the work should provide basis for the IAE's future work on the field of dependability. Such structure is considered better than work with narrow focus on some part of dependability. However, some areas have higher priority in the work – especially design and certification of an aircraft.

8.1. State of the Art on the Field of Dependability in Aviation

Dependability in aviation is solved through reliability requirements for equipment, systems and installations. Reliability requirements specify, among others, recommended allowable probabilities for events with different effects (Minor, Major, Hazardous, Catastrophic). Graphical interpretation of “safety against occurrence of catastrophic events” for different categories of airplanes is on the picture 1 (on the vertical axis is $1 - P_{\text{probability of occurrence of cat. event}}$, on the horizontal is the category of an airplane).

Rest of the airplane (primary structure, etc...) is subject of different requirements. Such mechanical structures are designed using safety coefficients and subsequently tested. Producer of an aircraft doesn't analyse reliability of such structures from the dependability point of view.

8.2. Thesis Objectives

Thesis has following objectives:

1. Summarization of available knowledge on the field of dependability (both in the world and in Czech Republic) and summarization of requirements and recommendations of regulations.

2. Description of methodic of reliability analysis for the purpose of design and certification of an aircraft (with focus on General Aviation airplanes, which is one of the most widely used categories in Czech Republic).
3. Practical application of reliability analysis.
4. Comparison of reliability of mechanical parts (structural parts) with recommendations of regulation for equipment, systems and installations.
5. Review of methods suitable for reliability analysis of mechanical parts.

8.3. Applied Methods

The work utilizes mainly methods of predictive reliability analyses represented by following methods:

- a) Preliminary risk analysis (PHA)
- b) Failure Mode and Effects Analysis (FMEA)
- c) Common Cause Analysis (CCA)
- d) Reliability Block Diagrams (RBD)
- e) Fault Tree Analysis (FTA)
- f) Interference theory

Listed methods were supplemented by basic estimation methods based on IEC (ČSN IEC) standards.

8.4. Main Results

8.4.1. Application of Predictive Analyses

Methods of reliability analysis of equipment, systems and installations described in the work were applied on the electrical power distribution system of small (4-seats) airplane. This category (so called GA - General Aviation category) of airplanes went through immense development from simple VFR-only (Visual Flight Rules) aircraft with basic avionics to complex IFR (Instrument Flight Rules) aircraft capable of operations under adverse weather conditions with presentation of data on multifunctional displays. Example of the cockpit of modern GA aircraft can be seen on pic. 3.

For the purpose of the certification, following requirements were proved:

- *No catastrophic condition results from the failure of a single component, part or element of the system (requirement of AC 23.1309)* – this requirement was proved by FMEA (failure modes and their effects were explored for every single component, part or element).
- *Probabilities of failure events and their effects are consistent with requirements of §23.1309(a),(b) a AC 23.1309* – for simple failure modes (arising from failure of a single component) this was proved by FMEA. For complex failure modes (arising from failure of multiple components) accomplishment of requirements was proved by FTA or RBD. Selection of complex failure modes is usually based on results of FMEA.
- *System has sufficient electromagnetic protection (requirement of §23.1309(e) and AC 23.1309)* – this requirement was proved by functional FMEA.

For an example of FMEA, please see tab. 2. Great attention during analysis was given to failure rate estimates. For the purpose of mentioned reliability analysis, estimates using MIL-HDBK-217F [18] were used. However, basic methods for analysis of operational data and data from tests were also described. Most of them based on ČSN IEC 604-5 [19] (Czech equivalent of international IEC 604-5 standard). Described methods were incorporated into simple software application (some graphical outputs from the application are on pic. 4).

8.4.2. Dependability of Mechanical Parts

Aircraft producer doesn't usually analyse dependability of most mechanical parts (especially structural parts) during development and certification of an aircraft (these parts are subject of different requirements of the regulation). However, reliability of such parts is important for safety of an aircraft and people onboard. This fact raises questions about real reliability of such structures. In effort to estimate at least approximate failure rates of mechanical structures, the work uses several ways of analysis:

- 1. Application of interference theory*** based on stochastic behavior of loads and strength of mechanical parts. Application proved very limited potential for estimation of failure probability (or failure rate) in GA. Reason is in very low allowable probabilities in regulations. However, some potential could be seen for unmanned air and space vehicles as well as in military applications.

Secondary result of this work is a list of stochastic behavior of some basic materials used in aviation (aluminum alloys, steels).

2. *Evaluation of tests* accomplished during development and certification. These static and fatigue tests can be considered as representative in the sense of required actions necessary to obtain certification. Producer is forced to prove safety of the structure using these tests. Evaluation of tests from reliability point of view enables for basic estimations of failure rate of mechanical parts.
Several static and fatigue tests of different structural parts for certification purposes were made on the Institute of Aviation Engineering. Fatigue tests of wing component specimens and engine mount were evaluated. Conclusions indicated that producer is forced to prove failure rates of $1 \cdot 10^{-5} \div 1 \cdot 10^{-6} \text{ h}^{-1}$ during such tests. Prove of significantly lower failure rates would be extremely difficult (if not impossible), because of extremely long time of the tests (already each of previously mentioned fatigue tests was 3 month long).
3. *Application of predictive analyses* with described advantages and disadvantages.

8.5. Conclusions

Submitted dissertation work describes dependability requirements in aviation, methods of reliability analysis and compares reliability of equipment, systems and installations with structural parts of an aircraft. The work is understood as a base for further activities on the field of dependability on Institute of Aviation Engineering, BUT.

9. PUBLIKACE AUTORA:

- [1] Ing. Jiří Hlinka: Požadavky na spolehlivost letounů obsažené v předpisech FAR část 23 a FAR část 25, *Letecký zpravodaj*, 4/2002, str. 22-25
- [2] Ing. Jiří Hlinka: Analýza spolehlivosti zajištění dílů letounu Straton D-8 MobyDick, *Zpráva VUT LU7/2002*, 44+24(přílohy) str.
- [3] Ing. Jiří Hlinka: Reliability of General Aviation Class Aircraft Mechanical Systems, *příspěvek konference AED2003*, ISBN 80-86059-35-9, 1. vydání, Praha, 2003, 10 str.
- [4] Ing. František Vaněk, Ing. Jiří Hlinka: Počítačová podpora navrhování – Glauert III, *poster na konferenci CLKV 2002*
- [5] Ing. Jiří Hlinka: Metodika detekce trhlin metodou vířivých proudů, *Zpráva LU 07/2003/CLKV*, 8 + 1 (přílohy) str.
- [6] Ing. Petr Augustin, Ing. Jiří Hlinka: Metodika únavové zkoušky vzorků centroplánu EV-97 VLA, *Zpráva VUT LU9/2002*, 7 + 1(přílohy) str.
- [7] Ing. Jiří Hlinka: Dependability Assessment Possibilities for General Aviation Class Aircraft during Development and Certification, *příspěvek na semináři CLKV 2003*
- [8] Ing. Jiří Hlinka: Hodnocení bezpečnosti a spolehlivosti systému elektrického napájení letounu VUT-100, *Zpráva EVUT 004.03-SY*, 2004, 93 str.
- [9] Ing. Jiří Hlinka: APPLICATION OF DEPENDABILITY ANALYSIS DURING CERTIFICATION OF AIRPLANES, *příspěvek konference AED2004*, ISBN 80-86059-39-1, Glasgow, 2004, 8 str.
- [10] Ing. František Vaněk, Ing. Jiří Hlinka: Vývoj aplikace pod OS Windows pro řešení rozložení vztlaku po křídle, *příspěvek na konferenci CLKV 2003*

10. LITERATURA

- [11] FAR Part 23 Airplanes Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes. Federal Aviation Administration, Washington D.C., www.faa.gov, 7/2002
- [12] FAR Part 25 Airworthiness standards: Transport category airplanes. Federal Aviation Administration, Washington D.C., www.faa.gov, 7/2002
- [13] Advisory Circular AC 23.1309-1C: Equipment, Systems, and Installations in Part 23 Airplanes. Federal Aviation Administration, Washington D.C., www.faa.gov, 3/1999, 30 str.
- [14] Advisory Circular AC 25.1309-1A: System Design and Analysis. Federal Aviation Administration, Washington D.C., www.faa.gov, 6/1988, 19 str.
- [15] Prof. Ing. Rudolf Holub, CSc., Doc. Ing. Zdeněk Vintr, CSc.: Spolehlivost letadlové techniky (elektronická učebnice), VUT-FSI, Brno, 2001, 233 str.
- [16] Villemeur, A.: Reliability, Availability, Maintainability and Safety Assessment – Volume 1, John Willey & sons, Chichester, ISBN 0 417 93048 2, 1992, 363 str.
- [17] Villemeur, A.: Reliability, Availability, Maintainability and Safety Assessment – Volume 2, John Willey & sons, Chichester, ISBN 0 417 93049 0, 1992, 377 str.
- [18] MIL-HDBK-217F - Reliability Prediction of Electronic Equipment, US Department of Defense, Washington DC 20301, 2/1991, 205 pages
- [19] ČSN IEC 605-4: Zkoušky bezporuchovosti zařízení, část 4 – Postupy pro stanovení bodových odhadů a konfidenčních mezí z určovacích zkoušek bezporuchovosti zařízení, Český normalizační institut, Praha, prosinec 1992, 24 str.
- [20] Air Transport Association. *ATA Operator/Manufacturer Scheduled Maintenance Development (MSG-3) Revision 2001.1*. ATA Publications, 2001

AUTOROVO CIRRICULUM VITAE

Jméno

Jiří Hlinka

Osobní data

Stav: svobodný

Státní příslušnost: Česká republika

Národnost: česká

Datum a místo narození: 6.července 1978, Brno

Vzdělání

- | | |
|-------------|--|
| 2001 – 2004 | Letecký ústav, Fakulta strojního inženýrství, Vysoké učení technické, Technická 2, Brno, 616 69
Specializace: Konstrukční a procesní inženýrství – postgraduální studium
Téma disertační práce: „Vypracování metod posuzování spolehlivosti letadlové techniky“
Datum rigorózní zkoušky: 6.listopadu 2003 |
| 2000 | Studijní pobyt,
KHBO, Aerospace Department,
Zeedijk 101, Oostende, Belgium
Období: únor – květen (4 měsíce) |
| 1996 – 2001 | Letecký ústav, Fakulta strojního inženýrství, Vysoké učení technické, Technická 2, Brno, 616 69
Specializace: stavba letadel – magisterské studium
Datum státní závěrečné zkoušky: říjen 2001 |
| 1992 – 1996 | Střední průmyslová škola strojnická,
Sokolská 1, Brno, 600 00 |

Zaměstnání

- 2002 - Výzkumný pracovník Centra leteckého a kosmického výzkumu,
Vysoké učení technické, Fakulta strojního inženýrství

Kurzy, konference, semináře

- 2004 Konference Advanced Engineering Design 2004 (AED2004), 5-8.9. 2004, University of Glasgow
- 2003 Seminář CLKV2003, 15-16.10. 2003, ČVUT-FS, Praha –
přednesení příspěvku
- 2003 Diskusní seminář „Problémy rozvoje kosmických technologií a
výzkumu v České republice“, VZLÚ a.s. , 26.6.2003 – *bez
příspěvku*
- 2003 Konference Advanced Engineering Design 2003 (AED2003), 1-4.6.
2003, ČVUT Praha – *přednesení příspěvku*
- 2002 Seminář CLKV2002, 15-16.10. 2002, VUT-FSI, Brno - *poster*
- 2002 Seminář „Výpočty konstrukcí metodou konečných prvků 2002“
(14. listopadu 2002) - *bez příspěvku*
- 2002 Specializovaný kurz „Pevnostní lepení v letectví a strojírenství“,
25-27.6.2002, CTEG s.r.o.
- 2001 Nedestruktivní zkoušení, metoda vířivých proudů (podle požadavků
ČSN a DIN EN 473) – říjen 2001
Průkaz o certifikaci způsobilosti APC (Certifikační sdružení pro
personál)

Jazykové znalosti

Angličtina

Vědecko – výzkumná činnost

- 2004 – řešitel grantového projektu BD 134 3066, „Analýza požadavků na
spolehlivost letadlové techniky a výběr metod analýzy
spolehlivosti“
- 2003 – řešitel grantového projektu FP330052, „Spolehlivostní analýza
pevnostních charakteristik konstrukčních materiálů používaných
v letectví“